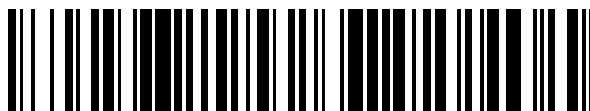


19



OFICINA ESPAÑOLA DE
PATENTES Y MARCAS

ESPAÑA



11 Número de publicación: **2 755 765**

51 Int. Cl.:

B64C 5/08 (2006.01)

B64C 3/00 (2006.01)

B64C 9/18 (2006.01)

12

TRADUCCIÓN DE PATENTE EUROPEA

T3

96 Fecha de presentación y número de la solicitud europea: **23.12.2013** **E 13382544 (8)**

97 Fecha y número de publicación de la concesión europea: **18.09.2019** **EP 2886450**

54 Título: **Superficie de control de aeronave**

45 Fecha de publicación y mención en BOPI de la traducción de la patente:
23.04.2020

73 Titular/es:

AIRBUS OPERATIONS S.L. (100.0%)
Avda. John Lennon s/n
28906 Getafe, Madrid, ES

72 Inventor/es:

PEREIRA MOSQUEIRA, FERNANDO;
GUINALDO FERNANDEZ, ENRIQUE;
GARCIA NIETO, CARLOS;
HONORATO RUIZ, FRANCISCO, JAVIER;
IVAN MARASCO, ANDREA y
CRUZ DOMÍNGUEZ, FRANCISCO, JOSE

74 Agente/Representante:

CARPINTERO LÓPEZ, Mario

ES 2 755 765 T3

Aviso: En el plazo de nueve meses a contar desde la fecha de publicación en el Boletín Europeo de Patentes, de la mención de concesión de la patente europea, cualquier persona podrá oponerse ante la Oficina Europea de Patentes a la patente concedida. La oposición deberá formularse por escrito y estar motivada; sólo se considerará como formulada una vez que se haya realizado el pago de la tasa de oposición (art. 99.1 del Convenio sobre Concesión de Patentes Europeas).

DESCRIPCIÓN

Superficie de control de aeronave

Objeto de la invención

5 La presente invención se refiere en general a superficies de control para aeronaves, tales como timones de de altura, timones de dirección, flaps de aterrizaje, alerones y otras superficies sustentadoras similares.

Un objeto de la presente invención es proporcionar una estructura optimizada para una superficie de control de aeronave con el fin de reducir el peso de la superficie de control, reduciendo así el consumo de combustible.

10 Asimismo, un objeto de la presente invención es proporcionar una superficie de control para una aeronave que pueda mantenerse fácilmente y fabricarse con un número reducido de componentes, con el fin de simplificar su procedimiento de montaje y fabricación.

Antecedentes de la invención

Las aeronaves están provistas de diferentes tipos de superficies de control o sustentadoras móviles que se utilizan para maniobrar la aeronave durante el vuelo, despegue y aterrizaje.

15 Habitualmente, estas superficies de control están formadas por paneles soportados por una superficie interna, que está articulada con la aeronave en su borde de ataque, de manera que la superficie de control sea basculada alrededor de las articulaciones mediante accionadores. Debido al área considerable de algunas de estas superficies de control, y debido a las altas velocidades que una aeronave, como una de tipo comercial, alcanza durante el vuelo, estas superficies deben soportar grandes cargas de torsión y flexión.

20 Los timones de altura son superficies de control colocadas a ambos lados del Plano de Cola Horizontal (HTP) de una aeronave, y se utilizan para controlar el cabeceo de la aeronave. De modo similar al supuesto del cajón de torsión, los timones de altura son principalmente estructuras multicostilla fabricadas en materiales de composite, formadas por al menos un larguero principal, y una pluralidad de costillas que soportan los paneles superior e inferior.

25 Generalmente, los timones de altura están contruidos como un único conjunto aunque en aeronaves comerciales muy grandes, están divididos en dos subconjuntos diferentes, los timones de altura interno y externo. De modo similar, en el caso de los timones de dirección para aeronaves de gran tamaño, se aplica el mismo concepto al diseño de los timones de dirección, con timones de dirección superior e inferior.

30 La Figura 1 muestra una estructura de panel de alma alveolar convencional para un timón de altura que incluye un larguero delantero (1) situado cerca del borde de ataque (5), un larguero trasero (2) más próximo al borde de salida (6), una pluralidad de costillas (3) unidas al larguero delantero, y unos paneles superior e inferior (4, 4') soportados por dichos largueros y costillas. La disposición ortogonal tradicional de las costillas con respecto al larguero delantero se puede apreciar en la Figura 1.

35 El timón de altura está provisto de varios conectores de bisagra (7) en el borde de ataque (5) para crear una conexión basculante entre el timón de altura y el cajón de torsión lateral de un HTP. También se disponen varios conectores de accionador (8) en el borde de ataque para los accionadores de conexión (no mostrados) tales como cilindros hidráulicos. Las costillas de los timones de altura presentan habitualmente un extremo unido con un accionador o un conector de bisagra.

Algunas estructuras de superficie de control tradicionales están formadas por largueros y costillas.

40 La Figura 2 muestra una arquitectura multicostilla conocida para un timón de dirección, formada por dos largueros (1, 2), un conjunto de costillas (3) y paneles de cubierta, todos ellos fabricados en material emparedado de alma alveolar, como se muestra en el dibujo 2b.

45 La mayoría de las estructuras de superficie de control de la técnica anterior son estructuras no monolíticas, porque están contruidas utilizando paneles emparedados formados por un núcleo de alma alveolar con láminas delanteros de Plástico Reforzado con Fibras de Carbono (CFRP) como paneles de superficie. Es sabido que los paneles emparedados de alma alveolar son difíciles de reparar y que padecen de ingestión de agua durante el vuelo.

50 Otra estructura conocida para las superficies de control, especialmente para los flaps, es la arquitectura multilarguero de composite, que puede ser una opción respecto a las estructuras multicostilla tradicionales, con la finalidad de reducir tanto peso como coste. Una estructura multilarguero solo está formada por largueros y paneles de cubierta, de manera que las costillas son sustituidas por un número de largueros dispuestos en sentido longitudinal.

La patente de Estados Unidos US-2540335 desvela un ala 10 de avión que tiene un flap 11 y un alerón 14

basculados al borde de salida del ala 10. Un par de miembros de bisagra 16, 17, fijan el alerón 14 al ala 10.

La patente de Estados Unidos US-2362033 desvela un ala de aeronave que tiene un larguero delantero 10 y un larguero trasero 28, y elementos de refuerzo fijados a los largueros delantero y trasero.

La patente de Estados Unidos US-1827181 desvela otro ejemplo de estructura de superficie de control de aeronave.

5 **Sumario de la invención**

La presente invención se define en la reivindicación independiente adjunta, y se basa en la optimización arquitectónica de elementos estructurales, a saber, el trazado de largueros y larguerillos de una superficie de control existente, con la finalidad de reducir su peso y de simplificar el procedimiento de fabricación.

10 Por tanto, un aspecto de la invención se refiere a una superficie de control de aeronave de acuerdo con la reivindicación 1.

Un número de costillas se dispone como elementos de refuerzo de la estructura para estabilizar los paneles de cubierta superior e inferior. Las costillas están unidas en uno de sus extremos al larguero delantero en los puntos en los que están situados los conectores de accionador, así como en algunos de los lugares de los conectores de bisagra.

15 De acuerdo con la presente invención, al menos una costilla está unida o conectada a un conector de accionador, y está dispuesta para definir un ángulo oblicuo con respecto al larguero delantero. De esta manera, la costilla conectada con un conector de accionador forma un ángulo con respecto al larguero delantero diferente a 90 °.

20 Por tanto, las costillas están dispuestas en ángulo oblicuo a lo largo de la envergadura de la superficie de control, y están conectadas a un conector de accionador o a un conector de bisagra. Asimismo, dichas costillas dispuestas en ángulo oblicuo están situadas de manera que las costillas adyacentes estén orientadas en direcciones opuestas entre sí.

Además, un larguero trasero está dispuesto en sentido longitudinal y situado entre el larguero delantero y un borde de salida de la superficie de control. Este larguero trasero es más corto que el larguero delantero, y presenta un extremo externo unido con un extremo externo de la superficie de control.

25 Un efecto técnico obtenido por la disposición oblicua descrita con anterioridad de una o más costillas es que las costillas están situadas de modo correspondiente con las principales trayectorias de carga de torsión y flexión de la superficie de control durante el vuelo, aterrizaje o despegue. Este trazado de costillas crea una trayectoria de carga eficiente para puntos de interconexión concretos (entre la superficie de control de la aeronave y el resto de la estructura) tales como conectores de bisagra y accionador.

30 La disposición ortogonal convencional de las costillas (mostrada en las Figuras 1 y 2), es sustituida en la presente invención por una disposición inclinada de las costillas, de tal manera que la posición e inclinación de las costillas, sigue sustancialmente las principales trayectorias de carga que aparecen en la superficie de control.

35 Como consecuencia, se consigue el mismo comportamiento estructural, o uno mejor, de la superficie de control con un número reducido de componentes, principalmente costillas, en comparación con estructuras monolíticas de la técnica anterior con elementos de refuerzo ortogonales.

Dado que una superficie de control de acuerdo con la invención consiste en un número reducido de componentes, su procedimiento de fabricación se puede simplificar.

40 Asimismo, la disposición de las costillas actúa como un estabilizador de los paneles de cubierta, hasta el punto de que se necesita un número reducido de larguerillos para reforzar internamente los paneles, lo que se traduce en un ahorro de peso.

Una ventaja adicional es el hecho de que una superficie de control de acuerdo con la invención puede fabricarse ahora utilizando solo paneles monolíticos, tales como laminados de CFRP, evitando así el uso de paneles emparedados con núcleo de alma alveolar. Al no utilizarse esos paneles de alma alveolar, se eliminan los problemas de ingestión de agua mencionados anteriormente, y las tareas de reparación se simplifican considerablemente.

45 **Breve descripción de los dibujos**

En adelante se describen realizaciones preferentes de la invención con referencia a los dibujos adjuntos, en los cuales:

La Figura 1 muestra una vista en perspectiva de un timón de altura de la técnica anterior, en el que el panel superior está parcialmente retirado.

50 La Figura 2 muestra en el dibujo (a) una vista en alzado de una estructura interna del timón de orientación de

acuerdo con la técnica anterior, y el dibujo (b) muestra una vista en sección transversal del timón de dirección del dibujo (a).

5 La Figura 3 muestra una representación esquemática de una vista en perspectiva de una estructura de superficie de control de acuerdo con la invención, en la que el panel superior no se muestra por razones de claridad de la ilustración.

La Figura 4 muestra una representación esquemática en una vista en planta de tres realizaciones diferentes de estructuras de superficie de control de acuerdo con la invención.

Realización preferente de la invención

10 Las Figuras 3 y 4 muestran una realización preferente de una superficie de control (9) de aeronave de acuerdo con la invención, en particular, un timón de altura para un Plano de Cola Horizontal (HTP) de una aeronave. La superficie de control (9) comprende un larguero delantero (1) dispuesto cerca de un borde de ataque (5) de la superficie de control (9), diversos conectores de bisagra (7) unidos con el larguero delantero (1), para el montaje de manera pivotante de la superficie de control (9) al cajón de torsión de una superficie sustentadora de aeronave (no mostrada), de manera que la superficie de control pueda bascular con respecto a un HTP.

15 Dos conectores de accionador (8, 8') también están unidos con el larguero delantero (1) para conectar la superficie de control a cada uno de los accionadores (no mostrados). La superficie de control también incluye una pluralidad de costillas (10 - 15) con uno de sus extremos unido a un conector de bisagra o a un conector de accionador en el larguero delantero.

20 Como se puede apreciar con mayor claridad en la Figura 4, de acuerdo con la invención, al menos una de esas costillas (10 - 15) está dispuesta para definir un ángulo oblicuo (α) o (β) con el larguero delantero (1), por lo que esa costilla está dispuesta en ángulo oblicuo con respecto al larguero delantero (1).

25 Preferentemente, varias de las costillas (10 - 15) de la superficie de control están dispuestas en ángulo oblicuo con respecto al larguero delantero (1). Más exactamente, esta disposición oblicua significa que el eje longitudinal de cada una de las costillas, junto con el eje longitudinal del larguero delantero (1), definen sobre un plano, un ángulo oblicuo, esto es, un ángulo diferente a 90 °. En otras realizaciones preferentes de la invención todas las costillas de la superficie de control, excepto las costillas situadas en los extremos interno y externo (17, 18) de la superficie de control (9) están dispuestas en ángulo oblicuo.

30 Volviendo ahora a la realización ejemplar de la Figura 4, una primera costilla (10) presenta un extremo delantero (10') unido o conectado a un primer conector de bisagra (7), y una segunda costilla (11), adyacente a la primera, presenta un extremo delantero (11') unido a un primer conector de accionador (8). Dos ángulos oblicuos se definen entre la primera costilla (10) y el larguero delantero, un primer ángulo agudo (α_1) y un primer ángulo obtuso (β_1), siendo ambos ángulos complementarios entre sí. De modo similar a la primera costilla (10), la segunda costilla (11) también define dos ángulos oblicuos y complementarios con respecto a la primera costilla (10), a saber, un segundo ángulo agudo (α_2) y un segundo ángulo obtuso (β_2).

35 Además, de acuerdo con la invención, estas dos costillas adyacentes o consecutivas (10, 11) están inclinadas en direcciones opuestas, para formar una configuración triangular junto con el larguero delantero (1).

40 La superficie de control (9) incluye un segundo par de costillas adyacentes con un trazado similar al del primer par. Una tercera costilla (12) presenta un extremo delantero (12') conectado con un segundo conector de bisagra (8') en el larguero delantero (1) y una cuarta costilla (13), adyacente a la tercera costilla, presenta un extremo delantero (13') unido con un segundo conector de bisagra (14). Dos ángulos oblicuos y complementarios (α_3 , β_3) se definen entre una tercera costilla (12) y el larguero delantero (1), y dos ángulos oblicuos y complementarios (α_4 , β_4) se definen entre la cuarta costilla (13) y el larguero delantero (1), en los que los ángulos (α_3 , α_4) son ángulos agudos y los ángulos (β_3 , β_4) son ángulos obtusos. La inclinación de las tercera y cuarta costillas (12, 13) es opuesta una con respecto a otra, para formar una forma triangular junto con el larguero delantero (1) como ocurre con el primer par de costillas adyacentes.

45 Preferentemente, el primer par de costillas adyacentes (10, 11) presenta respectivos extremos traseros (10'', 11'') unidos entre sí en el borde de salida (6), y el segundo par de costillas adyacentes (12, 13) también presenta sus respectivos extremos traseros (12'', 13'') unidos entre sí en el borde de salida (6).

50 Con este particular trazado de las costillas de acuerdo con la invención, la inclinación de cualesquiera dos costillas adyacentes alterna, de manera que una de dichas costillas está inclinada hacia el extremo externo (18) y la otra costilla está inclinada hacia el extremo interno (17) de la superficie de control. Esta disposición inclinada o diagonal de las costillas presenta el efecto adicional de que las costillas funcionan como elementos de eliminación del pandeo para las cubiertas superior e inferior, evitando así la necesidad de larguerillos, o reduciendo su número. Esta disposición también permite una trayectoria de carga eficiente para puntos de interconexión singulares tales como accionadores o conectores de soporte, que son los principales puntos de introducción de carga de la superficie de control.

Preferentemente, la mayoría de las costillas de la superficie de control y, más preferentemente, todas las costillas de la misma, excepto las costillas situadas precisamente en los extremos interno y externo de la superficie de control están dispuestas en ángulo oblicuo con respecto al larguero delantero.

5 Todos los ángulos ($\alpha_1 - \alpha_4$), ($\beta_1 - \beta_4$) son diferentes entre sí. Preferentemente, cualquiera de los ángulos agudos ($\alpha_1 - \alpha_4$) se sitúa dentro del intervalo de 30° a 60° .

10 Una característica adicional de la invención es que todas las costillas de la superficie de control, o al menos la mayoría de las costillas, están agrupadas dentro de una zona interior (19) de la superficie de control en la que los paneles de cubierta superior e inferior (no mostrados) son de mayor tamaño que en el resto de la superficie de control. Esta zona interior se extiende desde el extremo interno (17) hasta un punto intermedio entre los extremos interno y externo (17, 18) de la superficie de control (9). Sin embargo, no hay costillas en una zona exterior (20) que se extiende desde la zona interior (19) hasta el extremo externo (18).

15 La superficie de control (9) también incluye un larguero trasero (2) dispuesto en sentido longitudinal y situado entre el larguero delantero (1) y un borde salida (6) de la superficie de control. Este larguero trasero (2) es más corto que el larguero delantero (1) y presenta un extremo externo (2') conectado con el extremo externo (18) de la superficie de control, y un extremo interno (2'') situado a una distancia del extremo interno (17) en el que se une con una de las costillas oblicuas, con la segunda costilla (2) en particular.

20 Debido al trazado optimizado de las costillas como se ha descrito con anterioridad, es posible reducir la longitud de este larguero trasero, lo que contribuye adicionalmente a la reducción de peso de la estructura y facilita su proceso de montaje. Asimismo, la longitud reducida y la disposición del larguero trasero proporcionan una rigidez adicional a la flexión y a la torsión.

La estructura de la superficie de control se optimiza, ya que, con un número reducido de componentes (principalmente costillas) y/o con un larguero trasero más corto, es capaz de soportar las cargas de flexión y torsión que aparecen sobre la superficie de control. El diseño estructural de la superficie de control de la invención puede adaptarse fácilmente a diferentes características geométricas y puntos de interconexión con una aeronave.

25 Otras realizaciones preferentes de la presente invención se describen en las reivindicaciones dependientes adjuntas y las múltiples combinaciones de dichas reivindicaciones.

REIVINDICACIONES

1. Superficie de control (9) de aeronave que se extiende entre un extremo interno (17) y un extremo externo (18), comprendiendo la superficie de control de aeronave:
- 5 un larguero delantero (1) dispuesto cerca de un borde de ataque de la superficie de control,
un larguero trasero (2) dispuesto en sentido longitudinal y situado entre el larguero delantero (1) y un borde de salida de la superficie de control (8),
al menos un conector de bisagra (7) unido al larguero delantero (1) para el montaje de manera pivotante de la superficie de control a un cajón de torsión de la aeronave,
10 al menos un conector de accionador (8, 8') unido al larguero delantero (1) para unir un accionador a la superficie de control (9),
una pluralidad de costillas (10-15), cada una de las cuales presenta un extremo delantero unido con el larguero delantero (1), en la que al menos una costilla de la pluralidad de las costillas (10-15), definida como una primera costilla (10), presenta su extremo delantero (10') unido a un conector de bisagra (7) de dicho al menos un conector de bisagra y está dispuesta para definir un primer ángulo oblicuo (α) con el larguero delantero (1), y en
15 la que al menos otra costilla de la pluralidad de costillas, definida como segunda costilla (11), tiene su extremo delantero unido a un conector de accionador (8, 8') de dicho al menos un conector de accionador,
en la que la segunda costilla (11) está dispuesta para definir un segundo ángulo oblicuo (β) con el larguero delantero (1),
caracterizada porque el larguero trasero (2) solo se extiende entre la segunda costilla (11) y el extremo externo
20 de la superficie de control (9) de aeronave.
2. Superficie de control de aeronave de acuerdo con la reivindicación 1, en la que al menos un par de dos costillas adyacentes están inclinadas en direcciones opuestas una con respecto a otra.
3. Superficie de control de aeronave de acuerdo con cualquiera de las reivindicaciones precedentes, en la que cualquier par de dos costillas adyacentes dispuestas dentro de una zona interior de la superficie de control (9) están
25 dispuestas en ángulo oblicuo con respecto al larguero delantero (1) en inclinaciones opuestas, y en la que dicha zona interior está definida dentro de los extremos interno y externo de la superficie de control (9).
4. Superficie de control de aeronave de acuerdo con cualquiera de las reivindicaciones precedentes, teniendo el larguero trasero (2) un extremo externo unido con un extremo externo de la superficie de control (9), y en la que el larguero trasero (2) es más corto que el larguero delantero (1).
- 30 5. Superficie de control de aeronave de acuerdo con cualquiera de las reivindicaciones precedentes, en la que el larguero trasero (2) presenta un extremo interno unido con una costilla.
6. Superficie de control de aeronave de acuerdo con cualquiera de las reivindicaciones precedentes, en la que al menos un par de dos costillas adyacentes presentan sus extremos traseros unidos entre sí en el borde de salida.
7. Superficie de control de aeronave de acuerdo con cualquiera de las reivindicaciones precedentes, en la que al
35 menos uno del primer ángulo oblicuo y el segundo ángulo oblicuo se sitúa dentro del intervalo de 30 ° a 60 °.
8. Superficie de control de aeronave de acuerdo con cualquiera de las reivindicaciones precedentes, que comprende además paneles de cubierta superior e inferior soportados por dichas costillas.
9. Superficie de control de aeronave de acuerdo con cualquiera de las reivindicaciones precedentes, en la que una parte importante de dicho larguero delantero (1), dicho larguero trasero (2), dichas segundas costillas y dichos
40 paneles de cubierta superior e inferior están fabricados en un material de composite.
10. Superficie de control de aeronave de acuerdo con cualquiera de las reivindicaciones precedentes, en la que la superficie de control es un timón de altura, o un timón de orientación, o un flap, o un alerón.
11. Superficie de control de aeronave de acuerdo con la reivindicación 1, en la que el cajón de torsión es el cajón de torsión de una superficie sustentadora de la aeronave.

45

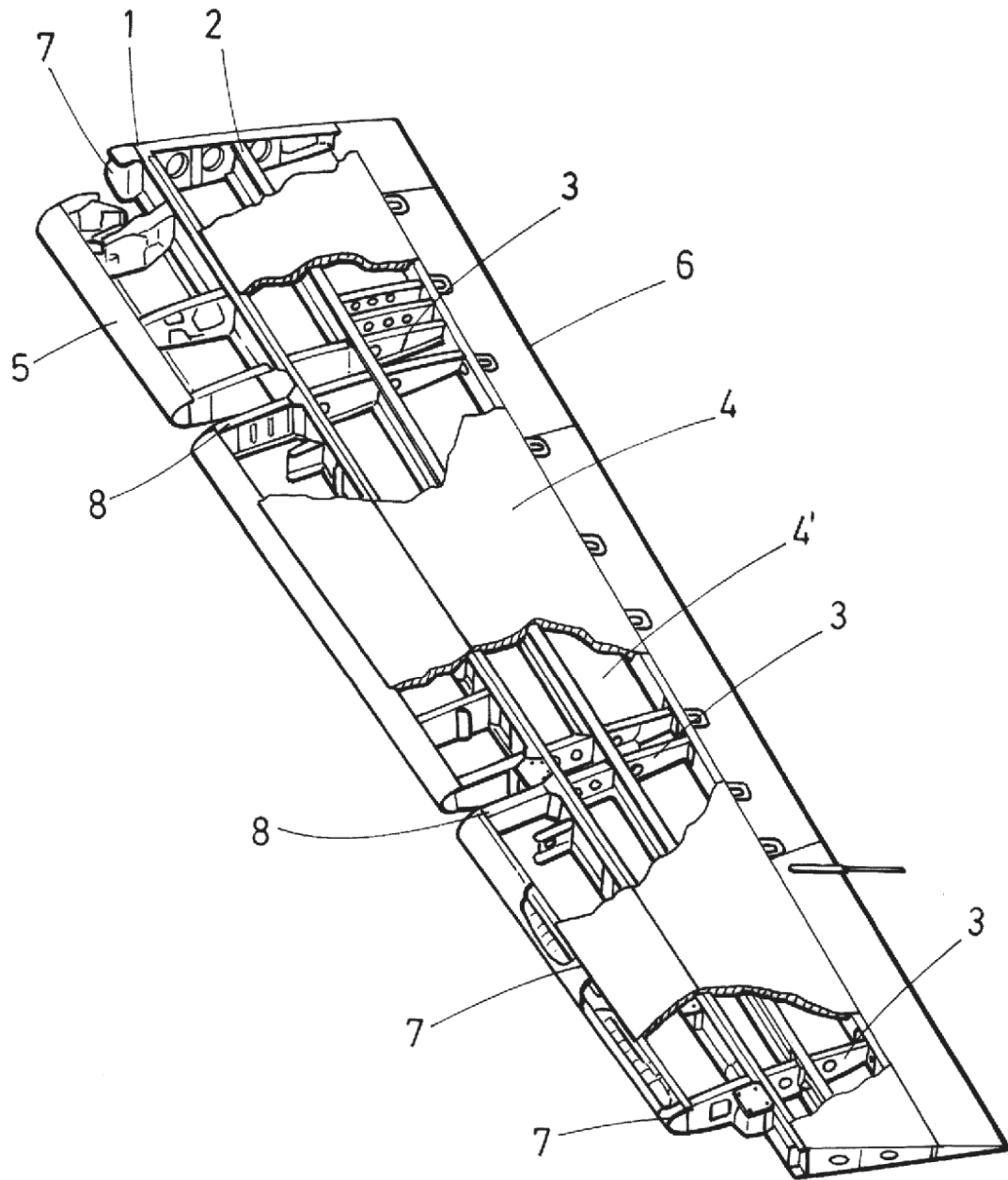


FIG.1
TÉCNICA ANTERIOR

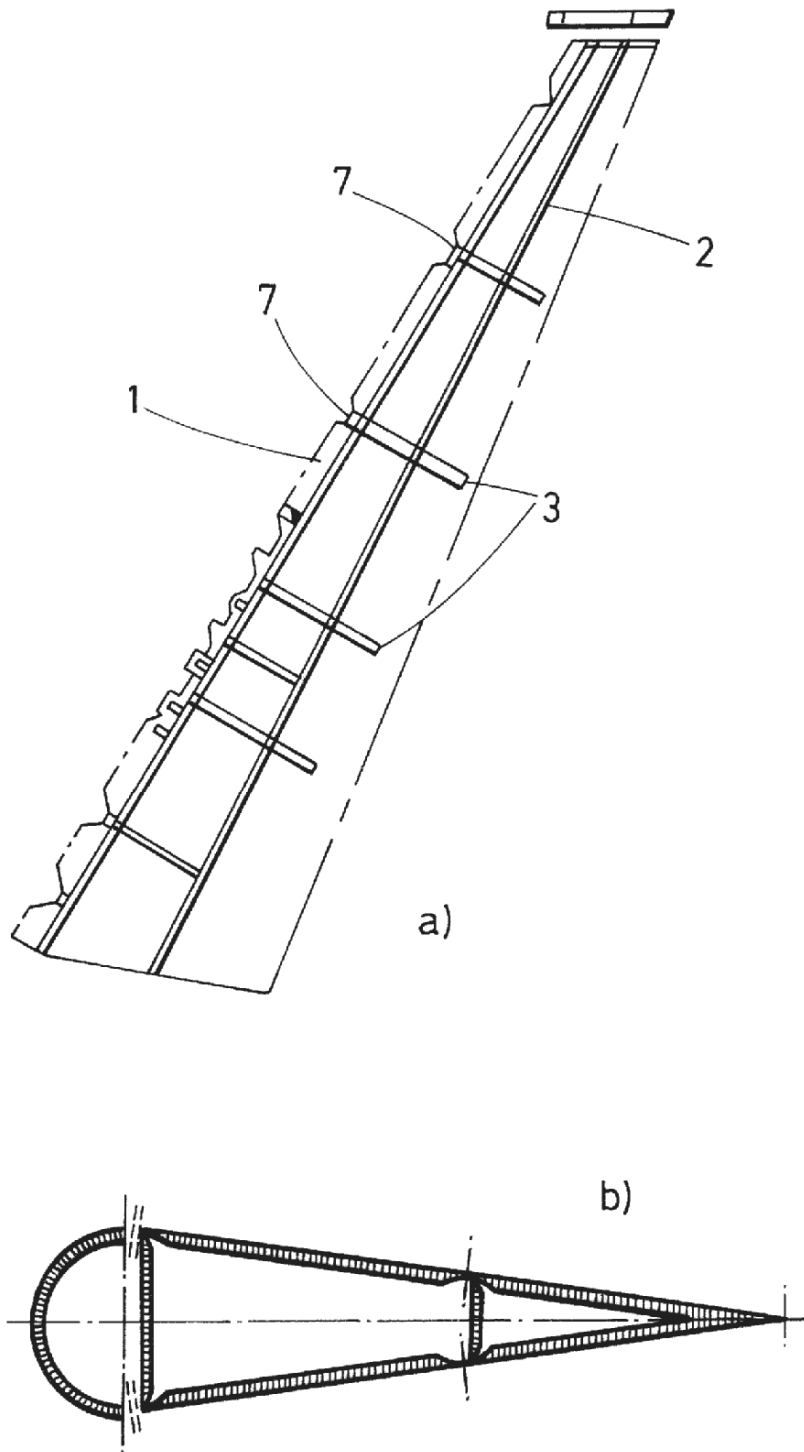


FIG. 2
TÉCNICA ANTERIOR

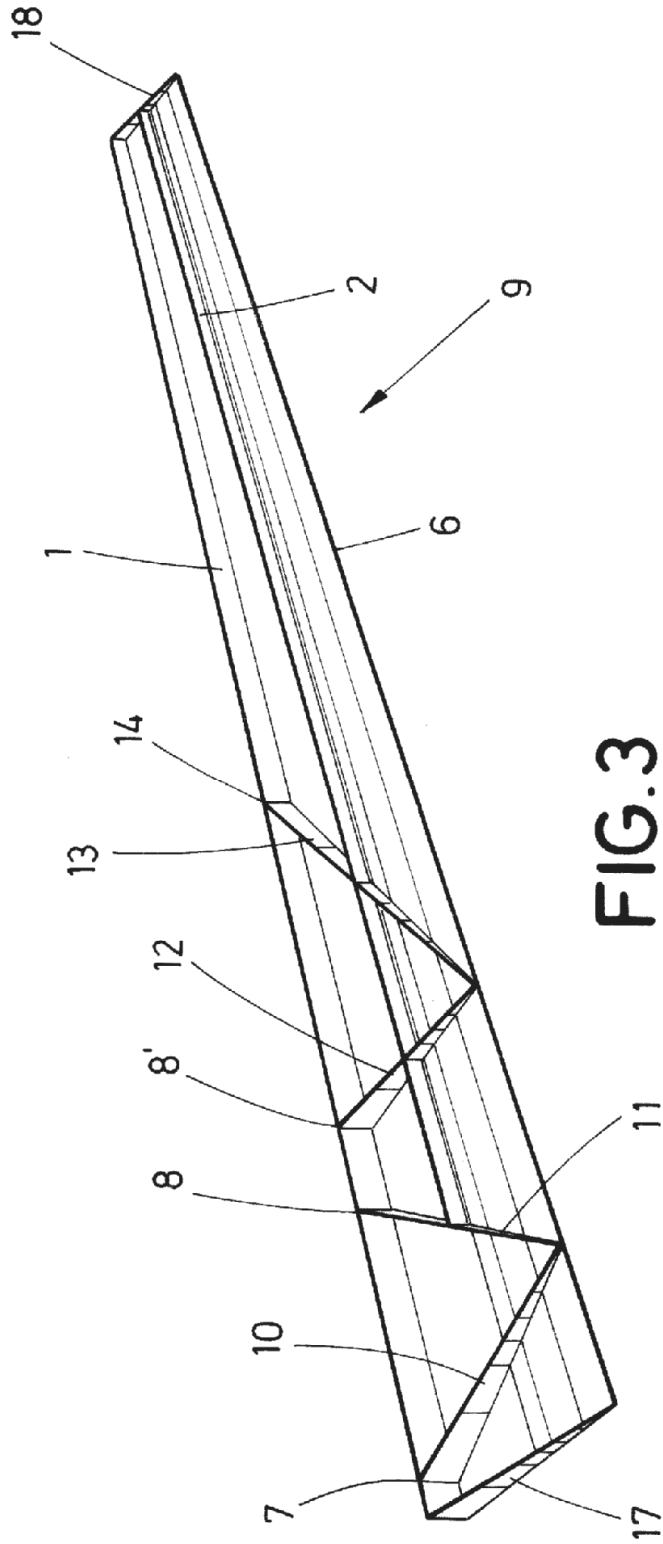


FIG.3

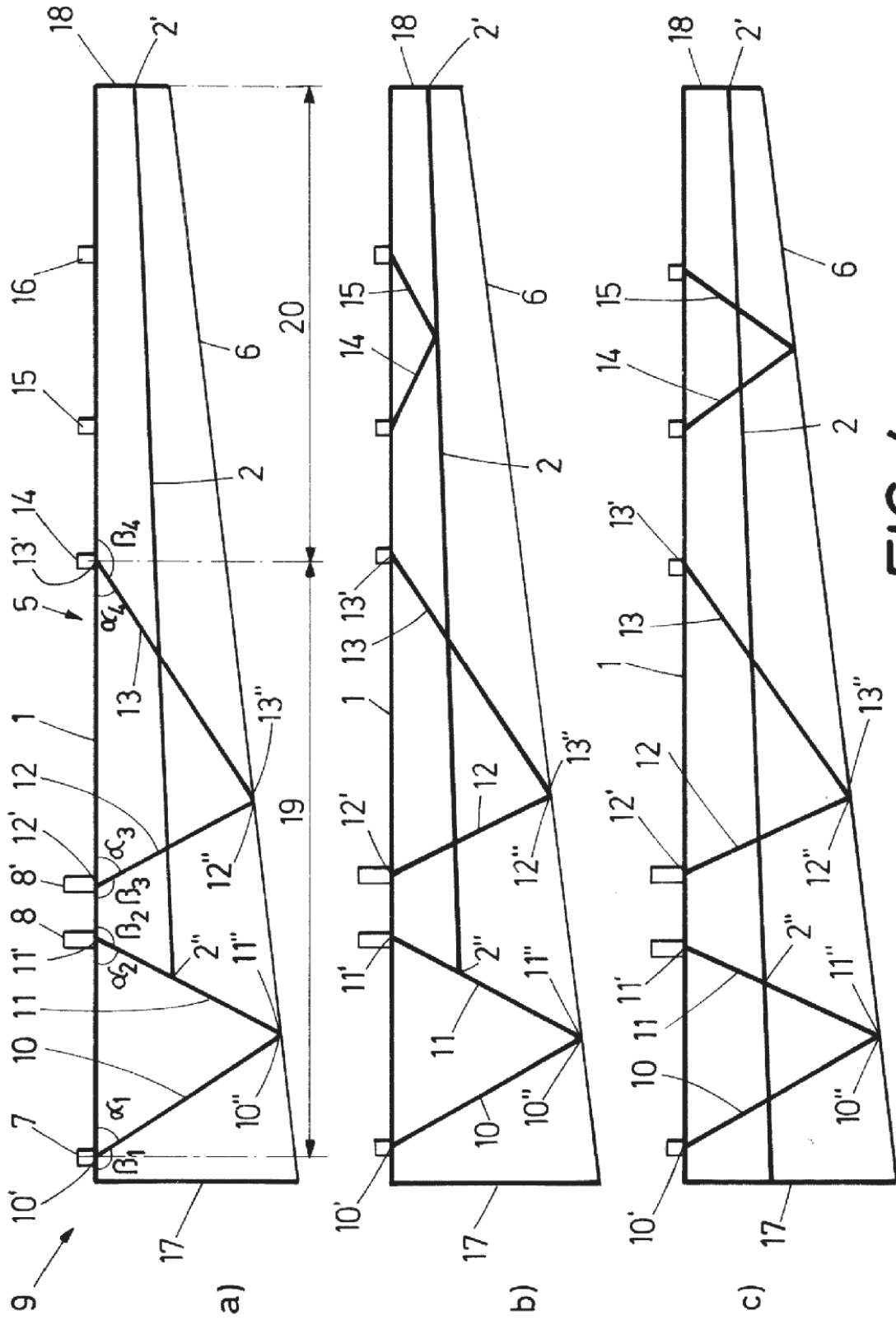


FIG.4